

線形せん断流れ中における翼特性の実験と計算

山本 富士夫* 井口 学** 陳 剛*** 村井 祐一* 黒崎 寿行****

Experiment and Calculation of Airfoil Characteristic in Linear Shear Flow

Fujio YAMAMOTO, Manabu IGUCHI, Gang CHEN,
Yuichi MURAI, and Hisayuki KUROSAKI

(Received Feb. 29, 1996)

Airfoil characteristics in linear shear flows are investigated with the experimental and numerical analysis methods. A hot-wire velocimetry is applied to measure the velocity field. The pressure on the airfoil surface is measured with pressure sensor probes. Distribution of pressure and velocity are also obtained by solving governing equations in a body-fitted coordinate system with a finite control volume method. Lift forces and drag forces are given for both a symmetric airfoil and an cambered airfoil at different attack angles. Dimensionless gradients of velocity of upstream flows are 0.6 and -0.6 .

1. 緒言

自然界で物体が流体力の影響を受ける場合、一様流れということはほとんどなく、少なからず速度勾配を持った流れとなっている。例えば地面近傍の風速分布に関する研究によれば、地表より数百メートルの範囲にわたる境界層が存在し流れはせん断流れとなっていることが知られている。またポンプなどの流体機械内部の流れのほとんどがせん断流れである。また流体力を受ける物体の代表的な形状の一つに翼形状があり、その形状により翼特性が大きく左右される。よって本研究では、一様な速度勾配を持つ線形せん断流れ中に翼を置き、その揚力、抗力を求め、せん断流れの速度勾配が翼に与える影響を調べる。また数値計算結果と実験結果とを比較検討する。

* 機械工学科 ** 大阪大学 工学部 *** 西安理工大学（福井大学外国人研究者）

**** 大学院博士課程機械工学専攻

2. 実験装置及び方法

2. 1 実験装置概略

Fig. 1 に実験装置の概略を示す。大気はベルマウスから吸い込まれ、整流ダクト、不等間隔格子ダクト、翼が設置される測定領域、サージタンクを経て、ブロワの吐き出し口から大気に放出される。ダクトは吸い込み型の水平配管で、2次元性を持つ一様なせん断流れをする 150mm × 150mm の正方形断面となっている。

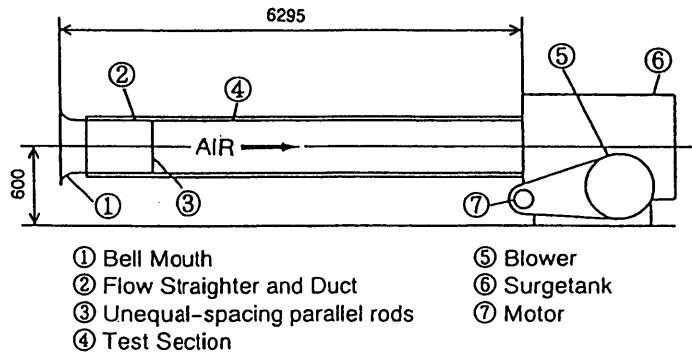


Fig.1 Outline of Experimental Apparatus

乱流線形せん断流れ場を作るために、測定部入口の断面に流動抵抗となる不等間隔格子を配置した。本研究においては $G = 0.6$ の線形せん断流れを発生させ、実験を行った。

$$G = \frac{\partial U}{\partial y} \cdot \frac{2b}{\bar{U}}$$

ここで、 U は主流速度、 y は U に直角方向の座標、 $2b$ はダクトの幅、 \bar{U} はダクトの平均主流速度

2. 2 翼形状

本実験では翼の形状としてカルマントレフツ翼を用いた、この翼形状はカルマントレフツ変換によって作成される。対称翼と反りのある翼の2種類を作成した。

形状を Fig.2 示す。翼の各部名称を Fig.3 に示す。対称翼の場合せん断流れの高速側を背面 (Back)、低速側を腹面 (Face) とした。

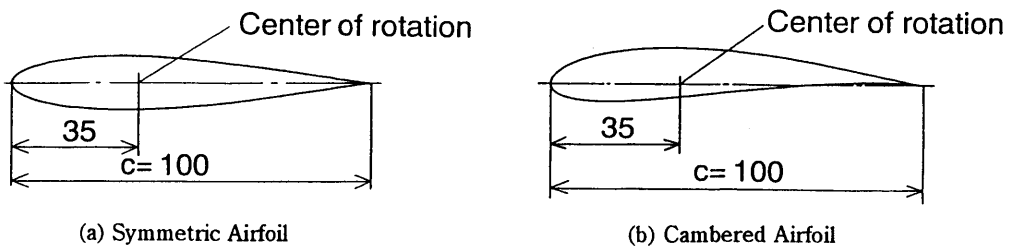


Fig.2 Profile of Airfoil

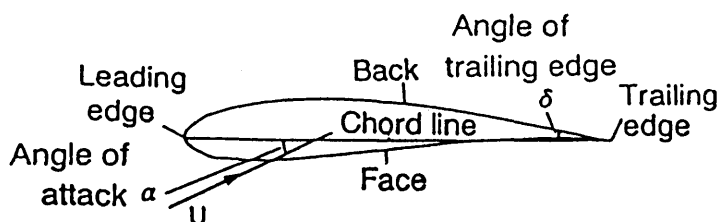


Fig.3 Airfoil

翼の大きさは翼弦長 100mm で回転中心を前縁から 35mm の位置にとった。測定領域は不等間隔格子の位置から流れ方向に 365mm の位置から Fig.4 に示す範囲である。また x 方向を流れ方向とし、その座標の原点は不等間隔格子の中心にとった。

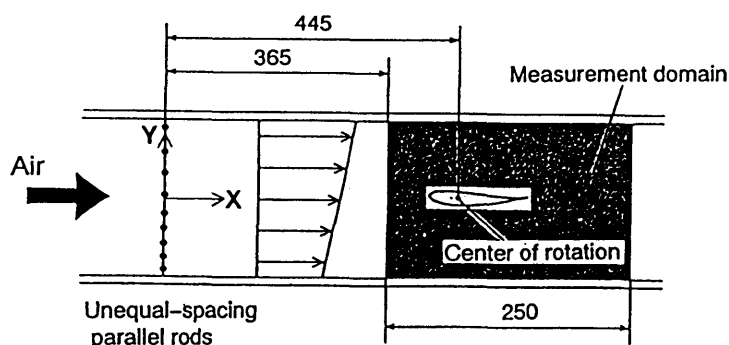


Fig.4 Measurement Domain

2. 3 流速計測

翼周りの速度分布の測定には熱線流速計を用いた。熱線プローブに I 型プローブを用い、また 2 次元流れの x, y 成分を計測するためにプローブを回転させる方法を用いた

2. 4 翼表面圧力計測

翼表面の圧力を測定するために翼に穴径 0.9mm の圧力孔を対称翼は 43 ヶ所、反り翼は 41 ヶ所空け、マノメータを用いて圧力を測定した。

2. 5 特性値の算出

2. 5. 1 圧力係数

翼表面の圧力分布を次式による圧力係数 C_p で整理した。

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

ここで、 U_∞ は中心流速、 p_∞ は中心圧力

2. 5. 2 揚力係数, 抗力係数

実験では、翼表面上の摩擦応力を扱わず、揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D を翼表面の圧力分布を積分し算出した揚力 L 、抗力 D より次式で計算した。

$$C_L = L / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c, \quad C_D = D / \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 c$$

ここで、 c は翼弦長

3. 実験結果および考察

速度勾配 $G=0.6$ のせん断流れ中と一様流れ中にそれぞれ対称翼、反り翼を設置し迎角を $\alpha = -20^\circ$ から 20° まで 5° おきに変化させ以下に述べる測定をおこなった。また、速度勾配 $G=0.6$ のせん断流れ中に反り翼を背面と腹面とを逆にして設置した場合でも測定をおこない、このときの速度勾配は $G=-0.6$ と表記した。

3. 1 速度分布

Fig.5は一様流れとせん断流れのダクト内の速度分布である。一様流れは壁面近傍以外ではほぼ一様な流速になっており中心流速は $U_c=19.4\text{m/s}$ であった。せん断流れは速度勾配 $G=0.6$ 、中心流速 $U_c=19.6\text{m/s}$ であることがわかる。

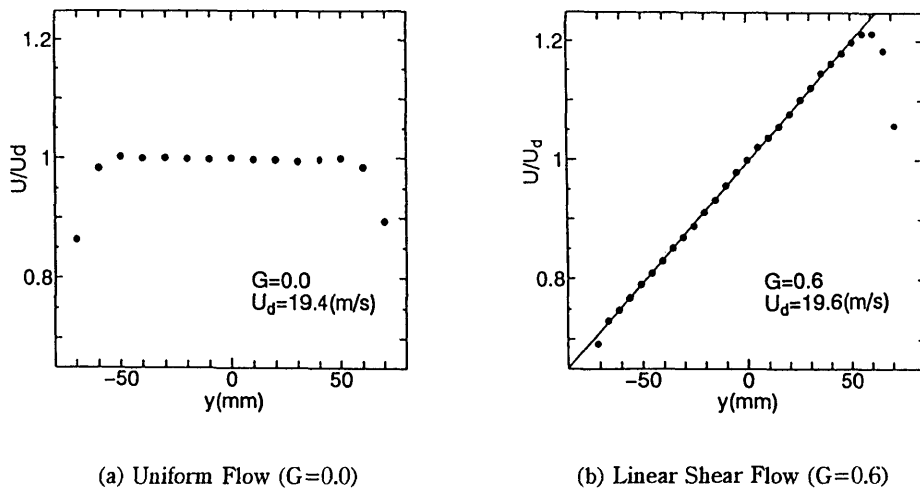


Fig.5 Velocity Distribution in Test Duct with no Airfoil

Fig.6 は上記のせん断流れ中に対称翼, 反り翼を設置した場合および反り翼を背面と腹面とを逆にして設置した場合の翼まわりの流れのベクトル図である。

せん断流れ中において, 対称翼まわりの流れは $\alpha = 0^\circ$ では, 翼の後方でわずかな速度欠損があるだけで, その周囲の速度勾配は保たれている。一方 $\alpha = 20^\circ$ ではそれが大きく剥離し完全に崩れてしまっている。これは翼背面で流速が大きいことだけでなく, 速度勾配が剥離に関係しているためと考えられる。またダクト幅が翼弦長に対して狭いため, 迎角を大きくとった場合ではダクト壁面の影響が増大することも理由である。反り翼でも同様の現象がみられるが, $G=0.6$, $\alpha = 20^\circ$ では剥離領域は小さいが, $G=-0.6$, $\alpha = 20^\circ$ では大きく剥離している。この違いは, 翼の迎角と翼周りの流れの速度勾配が, 剥離点を決定するうえで重要な役割を持っていることを示している。この具体的な機構を説明するため Fig.7 に模式図を示す。同図に示すように, 一般に線形せん断流れは流体の様な並進運動と一定の回転運動の和で表される。この流れが翼表面にさしかかると, $G=0.6$ の場合では, 流体の回転運動が翼背面の湾曲と同方向であり剥離を抑制し, $G=-0.6$ の場合では, 翼背面で相互に逆方向であるため剥離を促す。このため両者に剥離領域の差が発生する。なおこの実験ではダクト壁面の影響も無視できないが, 一樣流時におけるダクト壁面の影響は通常, 高速側で剥離が促されることを踏まえると, 速度勾配なしでは $G=-0.6$ の場合のほうが剥離領域が大きいことは説明されない。即ち剥離点の違いは速度勾配の影響である。

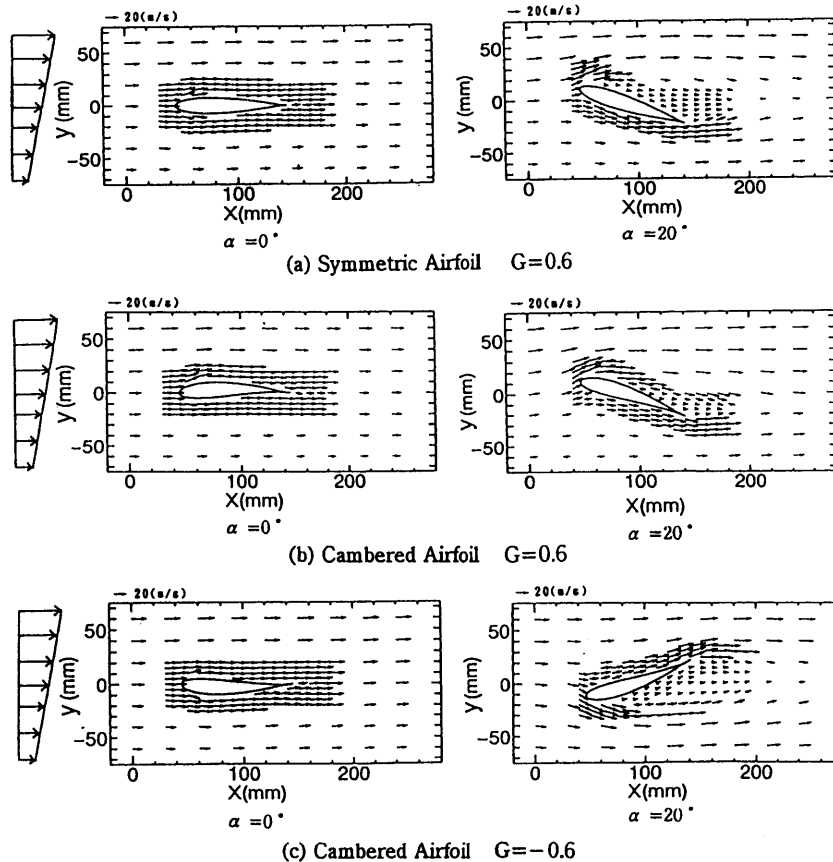


Fig.6 Velocity Distribution around Airfoil in Linear Shear Flow

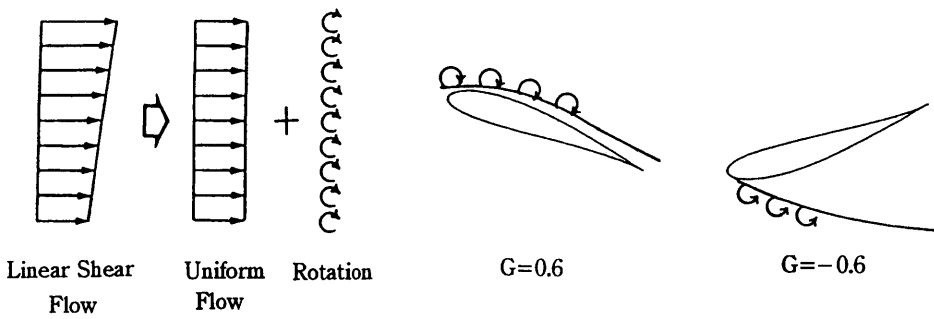
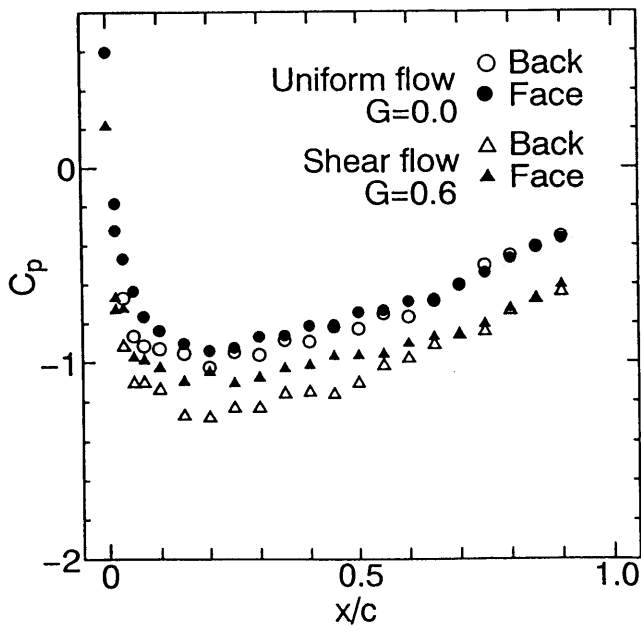


Fig.7 Effect of Shear Flow Velocity on Separation

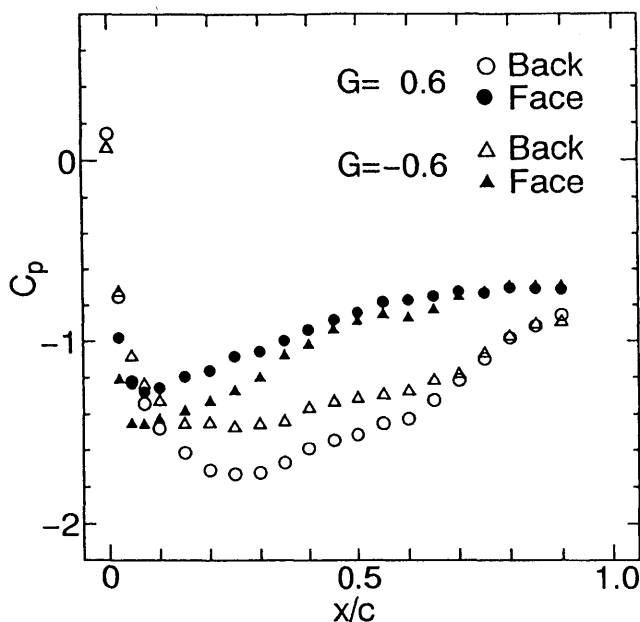
3. 2 翼面圧力係数分布

速度勾配が与える翼面圧力分布への影響を見るために速度勾配 $G=0.6$ の流れ中と一様流れ中での $\alpha = 0^\circ$ の対称翼の翼面圧力係数分布を Fig.8(a) に、 $G=0.6$ 、 $G=-0.6$ の流れ中での $\alpha = 0^\circ$ 反り翼の翼面圧力係数分布を Fig.8(b) に示す。 Fig.8(a) では一様流れ中では翼の背面と腹面との圧力差はほとんど見られないが、せん断流れ中では腹面の圧力が背面のそれに比べ少し高いことがわかる。これは対称翼がせん断流れ中において揚力がをもつという実験結果と一致する。 Fig.8(b) では、速度勾配 $G=0.6$ の流れ中の方が $G=-0.6$ より背面と腹面の圧力差が大きいことがわかる。これもまた、速度勾配 $G=0.6$ の流れ中の方が $G=-0.6$ より大きな揚力を得た実験結果と一致する。



(a) Symmetric Airfoil

Fig.8 Coefficient of Pressure on Airfoil



(b) Cambered Airfoil

Fig.8 Coefficient of Pressure on Airfoil

3. 3 揚力係数, 抗力係数

Fig.9(a) に対称翼, Fig.9(b) に反り翼の揚力係数, 抗力係数の測定結果を示す.

3. 3. 1 揚力係数

まず全体的にいえることは, 揚力係数は迎角とともにほぼ直線的に増加し, ある迎角に達すると減少している. この時の迎角が失速角であり, どの条件においてもだいたい 15° である.

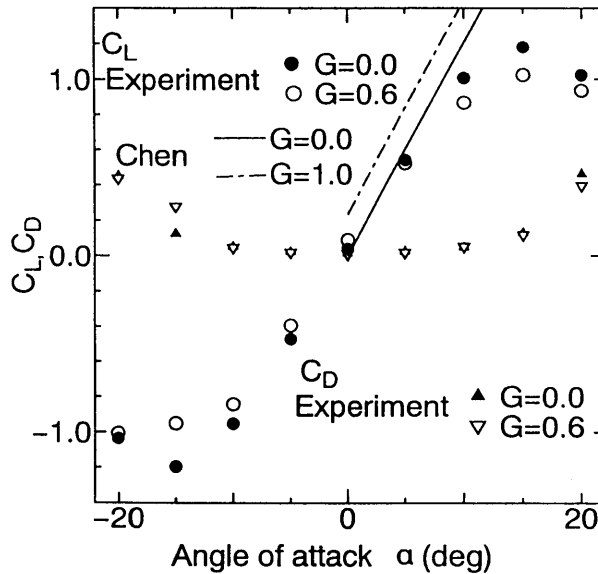
対称翼の場合 $\alpha = 0^\circ$ において一様流れ中では揚力はほぼ 0 であるが, 一方せん断流れ中では高速側に向いた小さな揚力が作用している. これは Chen¹⁾ の対称 Joukowski 翼型のせん断流れの存在により揚力係数が増加するという解析の結果と定性的に一致する.

反り翼の場合, $G=0.6$ のせん断流れ中の方が $G=-0.6$ のせん断流れ中よりも $\alpha = -10^\circ$ から 5° の範囲では揚力の大きいことがわかる. このこともまたせん断流れ中では高速側に揚力が増加することを示している. しかし $G=0.6$ の流れ中と一様流れ中との揚力係数の差はほとんど見られなかった. これはせん断流れが揚力に与える影響が翼の形状によるものより小さいためであると考えられる.

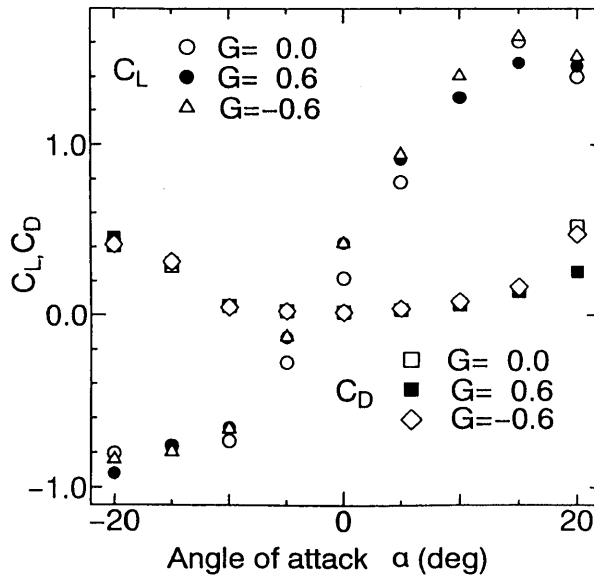
対称翼, 反り翼の両方とも, $\alpha = 10^\circ$ 以上では $G=0.6$ のせん断流れ中の揚力が他の流れ中のそれよりも小さくなっている. これは速度勾配による影響とも考えられるが, 迎角が大きくなると壁面の影響がかなり大きいので一概にはいえない.

3. 3. 2 抗力係数

どの場合においても迎角 $\alpha = -10^\circ$ から 10° の範囲では抗力係数はほとんど0に近くその範囲を超えると急激に増加している。しかし、せん断流により抗力係数が影響を受けたとは認められない。これは、 $\alpha = -10^\circ$ から 10° の境界層剥離の存在しない範囲では圧力抗力は非常に小さく、抗力は摩擦応力が大部分をしめるもののその値は小さいためである。今回の測定では摩擦応力を考慮に入れず抗力係数を計算したため速度勾配による影響は見られなかった。



(a) Symmetric Airfoil



(b) Cambered Airfoil

Fig.9 Coefficient of Lift and Drag

4. 数値計算

数値計算においても実験と同様の結果が得られるか調べるために、非圧縮の粘性流れの計算手法の一つである SIMPLE 法によりせん断流れ中の翼まわりの流れの計算を行い、翼特性値を求め、実験結果と比較した。

4. 1 格子形成法

翼の形状に適合する格子の作成に、楕円型偏微分方程式を用いた格子形成法を用いた。この楕円型格子形成法を用いる利点は、滑らかな格子を作ることができることである。

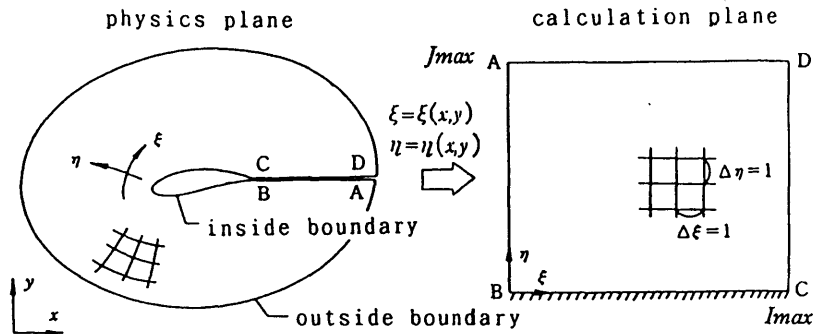


Fig.10 Grid Generation

格子点分布を制御するためにポアソン方程式が用いられる。一般に流体の計算で用いる格子では、壁近くでは格子幅を小さく、また格子線は壁に直交することが望ましい。これらの要求は Eq.4.1, Eq.4.2 の右辺を調整することで可能となる。よってここでは Thomas and Middlecoff²⁾ の提案した方法を用いる。

$$\xi_{\alpha} + \xi_{\eta} = \phi(\xi, \eta)(\xi_{\alpha}^2 + \xi_{\eta}^2) \quad (4.1)$$

$$\eta_{\alpha} + \eta_{\eta} = \psi(\xi, \eta)(\eta_{\alpha}^2 + \eta_{\eta}^2) \quad (4.2)$$

この方程式を x, y に関する式に変換し、一様な格子幅の計算平面で解くことにより物理平面での (x, y) が得られ、格子形成が行える。

ここで、

$$\phi = -(x_{\alpha}x_{\alpha} + y_{\alpha}y_{\alpha})/(x_{\eta}^2 + y_{\eta}^2) \quad (4.3)$$

$$\psi = -(y_{\alpha}y_{\alpha} + x_{\eta}x_{\eta})/(y_{\eta}^2 + x_{\eta}^2) \quad (4.4)$$

である。

4. 2 一般座標系による NS 方程式の解法

4. 2. 1 基礎方程式の変換

物理平面における連続の式を計算平面の方程式に変換すると Eq.4.5 になる.

$$\frac{\partial U}{\partial \xi} + \frac{\partial V}{\partial \eta} = 0 \quad (4.5)$$

運動方程式などを代表して ϕ の輸送方程式を一般座標系に変換すると Eq.4.6 になる.

$$\frac{\partial}{\partial \xi}(\rho U \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho V \phi) - \frac{\partial}{\partial \xi}\{\Gamma J(q_{11}\phi_i + q_{12}\phi_s)\} - \frac{\partial}{\partial \eta}\{\Gamma J(q_{21}\phi_i + q_{22}\phi_s)\} = J \cdot S(\xi, \eta) \quad (4.6)$$

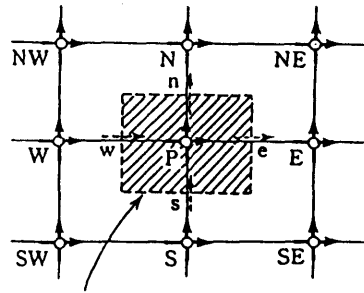
$$q_{11} = \xi_s^2 + \xi_s^2, \quad q_{12} = \xi_s \eta_s + \xi_s \eta_s,$$

$$q_{22} = \eta_s^2 + \eta_s^2 \quad (4.7)$$

ここに $q_{21} = q_{12}$ であり, J はヤコビアンである.

4. 2. 2 一般座標系による離散化

計算の格子には集中格子 (Fig.11) を用いる. 一般座標系 (ξ, η) に変換された基礎式を Fig.11 のコントロール・ボリュームで面積分することにより, 有限体積法による離散式を得る.



control volume of u, v, p

Fig.11 Nonstaggered Grid

連続の式を離散化すると

$$\iint \left(\frac{\partial U}{\partial \xi} + \frac{\partial V}{\partial \eta} \right) d\xi d\eta = \Delta\eta (U_e - U_w) + \Delta\xi (V_s - V_n) = 0 \quad (4.8)$$

となり, SIMPLE 解法による圧力補正式の算出に利用される.

ϕ の輸送方程式 Eq.4.6 を同様に離散化すると

$$a_P \phi_P = a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + b_P + J \cdot S(\xi, \eta) \Delta \xi \Delta \eta \quad (4.9)$$

の形に書くことができる。Eq.4.9 の a_E, a_W, a_N, a_S はハイブリッド法で離散化した。

得られた離散式を SIMPLE 解法 (Semi Implicit Method for Pressure-Linked Equation) で解いた。この解法は圧力補正式を作り計算する方法である。運動方程式、圧力補正式の代数方程式の計算には Cycle TDMA(CTDMA) 法³⁾を用いて解いた。これは作成した格子が O 型格子であるためである。

4. 3 境界条件

流入部: $u = U_0(1 + Gy), v = 0$ U_0 原点の流速

流出部: $\frac{\partial u}{\partial x} = 0, \frac{\partial v}{\partial x} = 0$

壁面部: $u = 0, v = 0$

境界 B A, C D : 周期境界条件

4. 4 計算結果と考察

線形せん断流れ中に対称翼と反り翼を迎角 $\alpha = 0^\circ$ で設置した場合の流れの計算を行った。条件は以下の通りである。

流体: 空気,

速度勾配: $G = 0.6$, 中心流速: $U_0 = 19.6 \text{ m/s}$,

流体密度: $\rho = 1.2039 \text{ kg/m}^3$, 粘度: $\mu = 18.24 \mu\text{Pa} \cdot \text{s}$

4. 4. 1 格子形状

Fig.12 に作成した対称翼まわりの計算に用いる格子を示す。

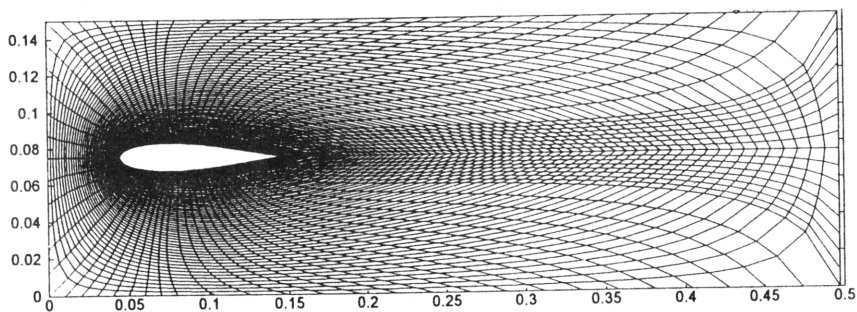


Fig.12 Grid around Symmetric Airfoil

この格子は ξ 方向 400 個 ($I=401$), η 方向 160 個 ($J=161$) で構成されている。せん断流れの条件を与えやすいように、またダクト壁面の影響も考えて外部境界を長方形に外部境界をとった。格子の外部境界の上部、下部はダクトの壁面に相当する。翼面の境界層部分の流れの計算に影響を与え

る翼表面近くの格子は、小さく、また内部境界に格子線が直交している。外部境界上での格子線の直交性が必ずしも良いとはいえず外側の格子では計算の精度に問題があると思われる。

4. 4. 2 翼面圧力係数分布

Fig.13 に翼面圧力係数分布を示す。

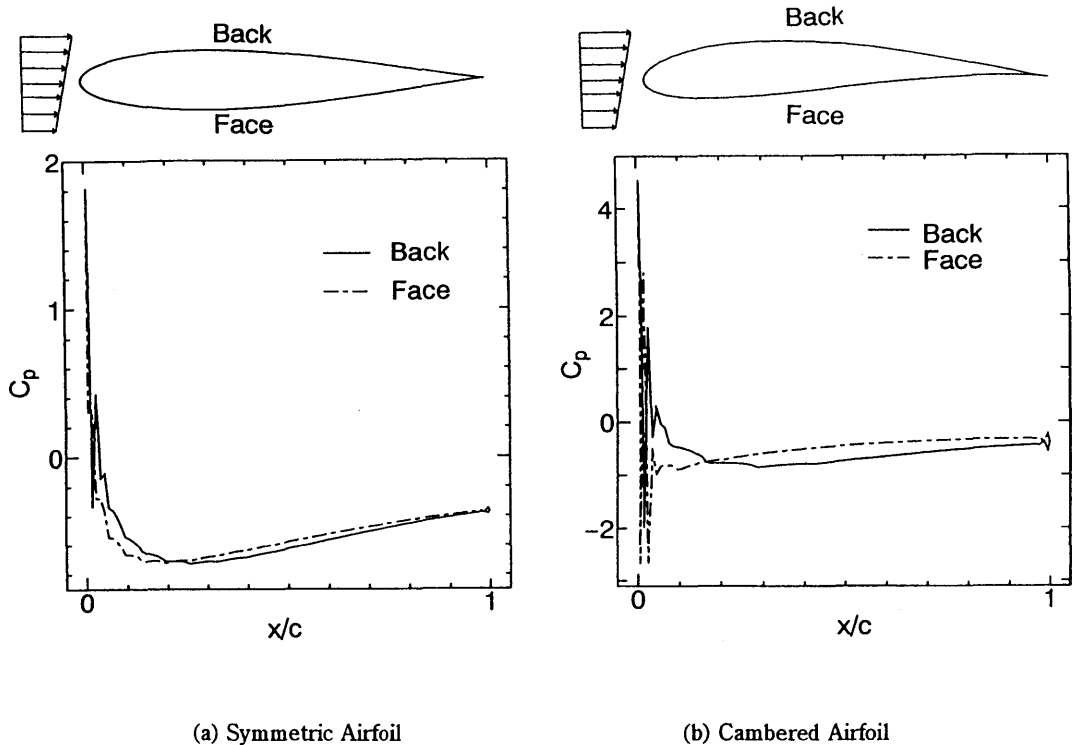


Fig.13 Pressure Distribution on Airfoil

対称翼では前縁付近で少し乱れているところが見られるが、翼の後ろ $4/5$ の部分での圧力係数が背面より腹面の方が大きいことがわかる。これは実験結果と定性的にあっている。また反り翼では前縁付近がかなり乱れており、対称翼同様、翼の後ろの部分での圧力係数が背面より腹面の方が大きい、差が対称翼に比べて大きいことが確認できる。

5. 結言

線形せん断流れ中に置かれた翼まわりの流速、翼表面の圧力分布および揚力、抗力を実験的手法と数値解析により調査し、その特性を調べ、線形せん断流れ内で速度勾配が翼に及ぼす影響を調べた。その結果の要約は次の通りである。

- (1) 迎角が剥離を起こさない小さい角度では、速度勾配は翼の後縁より後ろの領域でも保たれる。
- (2) 線形せん断流れ中の翼面圧力係数分布は迎角 $\alpha = 0^\circ$ の場合、対称翼では腹面、背面では値が異なり低速側の圧力が高く、高速側の圧力が低いことが確認できた。また反り翼では腹面、背面との圧力差は速度勾配 $G=0.6$ のほうが $G=-0.6$ より大きいことが確認できた。

(3) 速度勾配により，対称翼，反り翼ともに気流の低速側から高速側に揚力が働くことがわかった。

(4) 数値計算により得られた翼面圧係数分布の結果が実験結果と定性的にあっていることが確認できた。

参考文献

- (1) Chen, C.F., AIAA J., VOL.4, NO.10, pp.1712–1716, (1966).
- (2) Thomas, P.D., and Middlecoff, J.F., AIAA J., VOL.18, NO.6, pp.652–656, (1980).
- (3) Patanker, S.V., Liu, C.H. and Sparrow, E.M., ASME J. Heat Transfer, VOL.99, pp.180–186, (1977).

